

STATISTICAL ANALYSIS OF AIRCRAFT ENGINES FAILURES CAUSES

AVIODZINĒJU ATTEIČU CĒLOŅU STATISTISKĀ ANALĪZE

J. Boldirevs

Atslēgas vārdi: drošums, aviodzinējs, nostrāde, atteice, bojājums, resurss, rādītājs

Rakstā tiek aplūkots datu par aviodzinēju nostrādēm līdz noņemšanai no ekspluatācijas šķirti pēc katra atteices cēloņa statistiskās analīzes metodika. Tāda analīze atļauj noteikt katras atteices raksturu. Pēc rakstura izšķir atteices, kas ir saistītas ar piestrādes procesu, pēkšņās un pakāpeniskās atteices. Atteices, kas saistītas ar piestrādes procesu, rodas ekspluatācijas sākuma periodā un to intensitāte samazinās dzinēju nostrādes palielināšanās. Pēkšņās atteices rodas ārējās gadījumiedarbības rezultātā (piemēram, pārslodžu gadījumā), to intensitāte nav atkarīga no nostrādes. Pakāpenisko atteižu intensitāte aug dzinēju nostrādes palielināšanās. Atteices raksturs atklājas ar Veibulla sadalījuma parametru s , palīdzību. Lai novērtētu Veibulla sadalījuma parametri, lieto maksimālās ticamības metodi. Ja parametrs $a_s \approx 1$, tad atteicei ir pēkšņais raksturs un lai novērstu šo atteici, ir nepieciešams palielināt dzinēju konstrukciju stiprību un uzlabot to ekspluatācijas apstākļus. Ja parametra novērtējums $a_s \ll 1$, tad atteice ir saistīta ar piestrādes procesu un lai šo atteici novērstu, ir nepieciešams paaugstināt ražošanas, remonta un salikšanas procesu kontroles efektivitāti. Ja parametra novērtējums $a_s \gg 1$, tad atteicei ir pakāpeniskais raksturs un lai to novērstu, lieto konstruktīvie un tehnoloģiskie pasākumus, kas palielina detaļu nogurumstiprību, erozijas izturību un citas īpašības. Ir minēti statistiskās analīzes piemēri helikoptera dzinēja dažiem atteižu cēloņiem un ierosināti pasākumi šo atteižu novēršanai

Aviodzinēju drošuma kvantitatīvā novērtēšana pēc avioremontrūpnīcas statistiskajiem datiem realizējas ar šādu rādītāju palīdzību, kā nostrāde uz vienu dzinēja pirmstermiņa noņemšanu stundu skaitā, nostrāde uz vienu atteici lidojumā stundu skaitā, vidējā starpremonta nostrāde līdz noņemšanai stundu skaitā, vidējā nostrāde līdz robežstāvoklim, atteižu intensitāte u.c. Tomēr jauno un remonta aviodzinēju drošuma rādītāju salīdzināšanas rezultāti dod remonta kvalitātes vispārināto novērtējumu un nenorāda aviodzinēju drošuma paaugstināšanas pasākumu meklēšanas virzienus. Tāpēc ir nepieciešams veikt drošuma analīze atsevišķi pēc katra atteices cēloņa. Kvantitatīvi tiek novērtēts katra atteices cēloņa ieguldījums aviodzinēju drošuma pazemināšanā, tiek noskaidroti atteižu cēloņi, kuri dod visievērojamāko dzinēju drošuma pazemināšanu. Pie tam tiek noteikts katras atteices raksturs. Izšķir šādas atteižu grupas: atteices, kas saistītas ar piestrādes procesu, pēkšņās atteices un pakāpeniskās atteices [1].

Atteices, kas saistītas ar piestrādes procesu, rodas ekspluatācijas sākuma periodā detaļu izgatavošanas, remonta vai mezglu salikšanas zemas kvalitātes dēļ. Šo atteižu intensitāte samazinās dzinēju nostrādes palielināšanās. Tās atteices piemērs ir: kompresora statora

detaļu blīvējošā slāņa atslāņošanās aviodzinēju izmēģināšanas procesā stendā blīvējošā slāņa plazmas uzsmidzināšanas režīma pārkāpšanas dēļ, un proti, uzsmidzināšanas distances palielināšanas dēļ. Atteices, kas saistītas ar piestrādes procesu, var novērst ar aviodzinēju izgatavošanas, remonta un salikšanas procesu kontroles kvalitātes paaugstināšanu.

Pēkšņās atteices tiek raksturotas ar to, ka to intensitāte nav atkarīga no dzinēja nostrādes. Pēkšņu atteižu piemērs ir aviodzinēja kompresora pirmās pakāpes lāpstiņu iesitumi, kas rodas nepiederīgo priekšmetu (akmeņu, putnu u.c.) dzinēja gaisa traktā trāpīšanas dēļ. Pēkšņo atteižu gadījumā parastie ražošanas un remonta līdzekļi (izgatavošanas un atjaunošanas tehnoloģijas, detaļu apmaiņas noteikumi) nav efektīvi. Šeit vajag uzlabot ekspluatācijas apstākļus, veikt dzinēju konstruktīvie un tehnoloģiskās pēcapstrādes, paaugstināt lidošanas un inženiertehniskā sastāva kvalifikāciju. Pēkšņās atteices rodas arī īslaicīgu maksimumslodžu darbības gadījumā, kas pārsniedz aprēķina slodzes. Maksimumslodžu rašanās nav atkarīgas no dzinēju detaļu tehniskā stāvokļa un to nostrādes. Pēkšņu atteižu gadījumā maksimumslodžu dēļ vienīgais profilakses līdzeklis ir dzinēju detaļu un mezglu stiprināšana ņemot vērā šo slodžu lielumus. Kā piemērs var minēt Jak40 lidmašīnas šasijas amortizācijas pastatnes, uz kuras radās plaisas metināto šuvju zonās. Šo detaļu stiprināšana metināto šuvju vietās nenodrošināja vajadzīga rezultāta tāpēc, ka plaisas kļuva rasties citās vietās (pastatnes savienojuma vietās ar fizelāžu). Tāpēc bija veikta vispārējais amortizācijas pastatnes konstrukcijas pastiprinājums.

Pakāpeniskās atteices ir atteices, kuru intensitāte aug dzinēju nostrādes palielinot. Piemēram, kompresora statora un rotora lāpstiņu abrazīvā erozija iekrājas pakāpeniski un noved līdz dzinēju jaudas pazemināšanai un degvielas patēriņa palielināšanai. Kompresora lāpstiņu erozijas uzkrāšanās process var beigties ar tādu bīstamu atteici kā dzinēja paaugstinātais troksnis un lielās vibrācijas. Šajā gadījumā aviodzinējs ir nepieciešams nekavējoties izslēgt. Dzinēju drošuma paaugstināšana pakāpenisko atteižu gadījumā tiek sasniegta ar detaļu atjaunošanu vai apmaiņšanu, kā arī profilaktisko pārbaužu ieviešanu.

Atteižu rakstura noteikšana tiek veikta ar statistisko datu apstrādāšanu, pamatojoties uz Veibulla sadalījuma

izmantošanu. Veibulla sadalījuma varbūtību blīvuma funkcijas $f(t)$, sadalījuma funkcijas $F(t)$, drošuma funkcijas $R(t)$ un atteižu intensitātes funkcijas $\lambda(t)$ formulas ir šādas:

$$f(t) = \frac{a}{b} t^{a-1} e^{-\frac{t^a}{b}}, \quad (1)$$

$$F(t) = 1 - e^{-\frac{t^a}{b}}, \quad (2)$$

$$R(t) = e^{-\frac{t^a}{b}}, \quad (3)$$

$$\lambda(t) = \frac{a}{b} t^{a-1}, \quad (4)$$

kur

a un b – sadalījuma parametri,
 t – dzinēju nostrāde.

Atteižu intensitāte $\lambda(t)$ raksturo dzinēja atteices varbūtību, kas jau nostrādāja bez atteižu laiku T , tuvākajā ekspluatācijas periodā Δ , t.i., $\lambda(t)$ raksturo atteižu bīstamību

$$\lambda(T) \cdot \Delta = P \{ T \leq \tau < T + \Delta / \tau > T \}, \quad (5)$$

kur

$P \{ T \leq \tau < T + \Delta / \tau > T \}$ ir nosacītā atteižu varbūtība intervālā $\{ T \leq \tau < T + \Delta \}$.

Atteižu intensitātes $\lambda(T)$ mainīšanās raksturs ar nostrādes palielināšanu dod iespēju noteikt atteices raksturu.

Statistiskie dati par aviodzinēju nostrādēm līdz noņemšanai visu atteižu cēloņu darbības gadījumā ir cenzētie (t.i., ierobežotie) ar resursu dati. Cenzētie ar resursu dati ir dati, kad no N aviācijas dzinējiem, kas atrodas ekspluatācijā, k aviodzinēju pirms termiņa tiek noņemtas no ekspluatācijas, bet $N - k$ aviodzinēju nostrādā starpremonta (garantijas) resursu T_r . Pie tam k pirms termiņa noņemtajiem dzinējiem ir zināmi nostrādes vērtības līdz atteicēj $\tau_1, \tau_2, \dots, \tau_i, \dots, \tau_k$, kas ir mazāk par resursu T_r . Pārējajiem $n = N - k$ aviodzinējiem nostrāde līdz atteicei nav mazāk par starpremonta resursu T_r , t.i., $\tau_{k+1} \geq T_r, \tau_{k+2} \geq T_r, \dots, \tau_N \geq T_r$ [2].

Aviodzinēju drošuma analīzes gadījumā pēc atsevišķajiem atteices cēloņiem statistiskie pirmdati ir cenzētie dati ar cenzēšanas gadījumpunktiem. Pieņemsim, ka no N dota tipa aviodzinējiem:

- k aviodzinēju apstājās atteices s-tā cēloņa izolētajās darbības rezultātā un to nostrādes līdz atteices ir zināmi, t.i., $\tau_{s1}, \tau_{s2}, \dots, \tau_{si}, \dots, \tau_{sk}$;

- m aviodzinēju apstājās citu atteices cēloņu dēļ un to nostrādes līdz atteices arī ir zināmi, pie tam katram no šiem m aviodzinējiem nostrāde līdz atteicej pēc s-tā

cēloņa būs vienmēr lielāka nekā to nostrāde līdz atteicei cita atteices cēloņa darbības rezultātā, t.i., $\tau_s > \tau_p$, kur p – visi atteižu cēloņi izņemot atteices s-tā cēloņa (citādi šis dzinējs būtu pirms termiņa noņemis no ekspluatācijas atteices s-tā cēloņa dēļ);

- n aviodzinēju nostrādāja starpremonta (garantijas) resursu T_r , katram no šiem aviodzinējiem nostrāde līdz atteicei s-tā cēloņa dēļ ir vienāda ar $\tau_{si} > T_r$. Tādējādi: $k + m + n = N$.

Jāatzīmē, ka nostrādes τ_{pj} ($j = 1 \div n$) ir gadījumlīkuma τ_s sadalījuma cenzēšanas pa kreisi gadījumpunkti. Starpremonta resurss T_r ir gadījumlīkuma τ_s sadalījuma konstants cenzēšanas punkts pa labi.

Atteižu rakstura noteikšana tiek veikta ar statistisko datu apstrādāšanu pēc Veibulla sadalījuma. Veibulla sadalījuma pielietošanas pamatotība tika parādīta darbā [3]. Veibulla sadalījuma parametru novērtēšana realizējas ar maksimālās ticamības metodi [4]. Aviodzinēju drošuma analīzes gadījumā pēc atsevišķajiem atteižu cēloņiem (piemēram, pēc atteices s-tā cēloņa), lai noteiktu to raksturu procesu, ticamības reizinājums Veibulla sadalījumam ir šāds:

$$L \approx \prod_{i=1}^k \frac{a_s}{b_s} \tau_{si}^{a_s-1} e^{-\frac{\tau_{si}^{a_s}}{b_s}} \times \prod_{j=1}^m e^{-\frac{\tau_{pj}^{a_s}}{b_s}} \times \left(e^{-\frac{T_r^{a_s}}{b_s}} \right)^n, \quad (6)$$

kur

a_s un b_s – Veibulla sadalījuma parametri izolētajā atteices s-tā cēloņa darbībā.

Tālāk tiek veiktas ticamības reizinājuma logaritmēšana un tā diferencēšana pēc nezināmajiem parametriem a_s un b_s . Pielīdzinot ticamības reizinājuma logaritma parciālie atvasinājumi ar nulli, iegūst ticamības vienādojumus (6) un (7), lai novērtētu Veibulla sadalījuma parametru vērtības a_s un b_s :

$$-\frac{k}{a_s} + \sum_{i=1}^k \ln \tau_{si} - \frac{1}{b_s} \sum_{i=1}^k \tau_{si}^{a_s} \ln \tau_{si} - \frac{1}{b_s} \sum_{j=1}^m \tau_{pj}^{a_s} \ln \tau_{pj} - \frac{n}{b_s} T_r^{a_s} \ln T_r = 0 \quad (7)$$

$$b_s = \frac{1}{k} \left(\sum_{i=1}^k \tau_{si}^{a_s} + \sum_{j=1}^m \tau_{pj}^{a_s} + n T_r^{a_s} \right). \quad (8)$$

Ieliekot vienādojumu (8) parametra b_s vērtības noteikšanai uz vienādojumu (7), iegūst vienu transcendentu vienādojumu (9) ar vienu nezināmo parametru a_s . Vienādojumu (9) risina ar secīgo tuvinājumu metodi, izmantojot datora programmu. Atteices raksturu noteic par parametra vērtību a_s . Ja parametrs $a_s \approx 1$ (vai ne-būtiski atšķiras no viena apmēram $\pm 0,2$ robežās), tad atteicei ir pēkšņais raksturs, t.i., atteices cēlonis ir gadījuma ārējā iedarbība. Ja parametrs a_s būtiski mazāk par vienu

($a_s \ll 1$), tad atteice saistīta ar piestrādes procesu. Kad parametra novērtējums a_s būtiski vairāk par vienu ($a_s \gg 1$), tad atteicei ir pakāpeniskais raksturs un t.i., bojājumu uzkrāšanās notiek pakāpeniski un atteicu intensitāte aug ar dzinēju nostrādes palielināšanu.

$$\frac{k}{a_s} + \sum_{i=1}^k \ln \tau_{si} - \frac{k \left(\sum_{i=1}^k \tau_{si}^{a_s} \ln \tau_{si} + \sum_{j=1}^m \tau_{pj}^{a_s} \ln \tau_{pj} + n T_r^{a_s} \ln T_r \right)}{\sum_{i=1}^k \tau_{si}^{a_s} + \sum_{j=1}^m \tau_{pj}^{a_s} + n T_r^{a_s}} = 0. \quad (9)$$

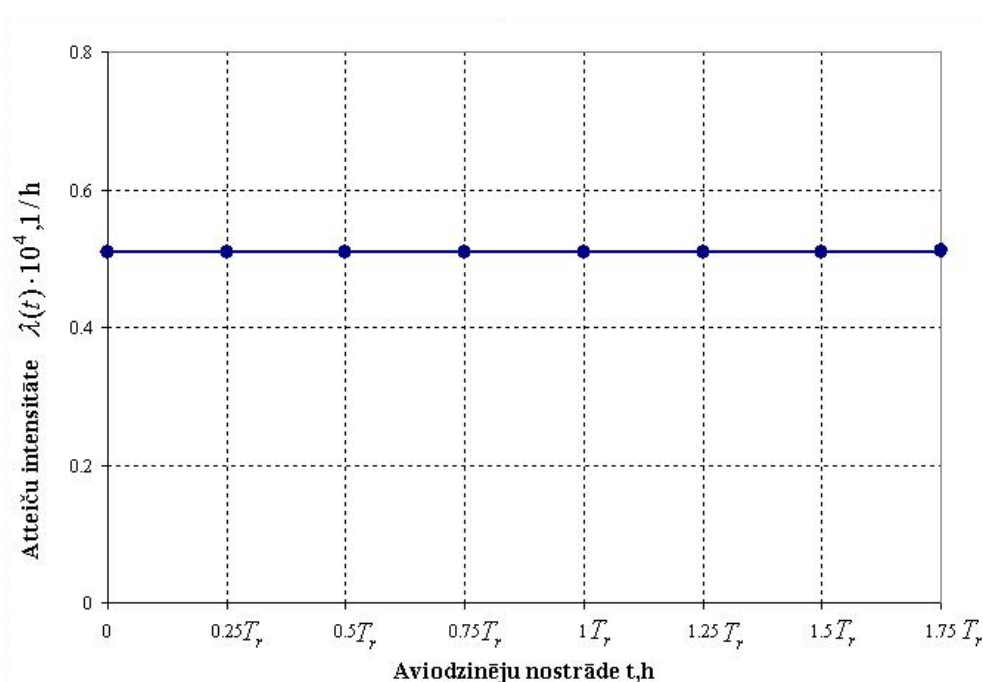
Statistikai apstrādei izvēlas atteicu cēloņus, kas dod lielu ieguldinājumu dzinēju drošuma pazemināšanā. Piemēram, helikoptera gāzturbīnas dzinējam pirmstermiņa noņemšanas pamatcēloņi ir šādi:

- kompresora lāpstiņu abrazīvais erozijas nodilums (dzinēju pirmstermiņa noņemšanu procents $P_{d1} \approx 16 - 20 \%$);
- kompresora lāpstiņu iesitumi ($P_{d2} \approx 3,8 - 5,0 \%$);
- skaida eļļas filtros ($P_{d3} \approx 1,5 \%$);

- eļļas paaugstinātais patēriņš ($P_{d4} \approx 1,5 \%$).

Pēdējie divi cēloņi raksturo tikai bojājumu ārējās pazīmes un tāpēc tie statistiskie dati ir nelietderīgi apstrādāt. Pirmstermiņa noņemto dzinēju pētīšana avioremontrūpnīcā parādīja, ka tādi noņemšanas cēloņi, kā "skaida eļļas filtros", "eļļas paaugstinātais patēriņš", "turbokompresora rotora smagā rotācija" un "eļļas sūce no otrā dzinēja balsta" ir dzinēja otrā balsta kontaktgredzenveida blīvējuma nodiluma un sagraušanas secinājums un dzinēju pirmstermiņa noņemšanas pēc šāda cēloņa (dzinēju otrā balsta kontaktgredzenveida blīvējuma nodilums un sagraušana) procents P_{d5} apmēram ir vienāds ar $P_{d3} \approx 4,5 \%$.

Dzinēju otrā balsta kontaktgredzenveida blīvējuma nodiluma un sagraušanas datu statistiskās analīzes rezultāti parādīja, ka tai atteicei ir pēkšņais raksturs (Veibulla sadalījuma parametra novērtējums a_s ir tuvs vienam). Helikoptera dzinēju pirmstermiņa noņemšanu intensitātes līkne pēc šā cēloņa ir parādīta 1. att.



1. att. Helikopteru gāzturbīnu dzinēju pirmstermiņa intensitātes $\lambda(t)$ līkne otrā balsta blīvējuma detaļu nodiluma un sagraušanas dēļ: T_r – dzinēju starpremonta resurss

Fig.1. Curve of intensity $\lambda(t)$ of untimely removal from operation for helicopter gas-turbine engines on account of the second bearing seal parts wear and failure: T_r - overhaul period

No attēla ir redzami, ka dzinēju pirmstermiņa noņemšanu intensitāte nemainās ar nostrādes palielināšanu. Tas var izskaidrot ar to, ka ārējo gadījumi iedarbību rezultātā (helikoptera svaidīšanas un evolūciju lidojuma laikā, stipro grūdienu helikoptera nolaišanas laikā u.c.) rodas kompresora turbīnas priekšvārpstas sašķiešanas attiecībā pret pakalējo

kompresora vārpstu. Pakalējās kompresora vārpstas sašķiešanās savukārt izsauc gredzenveida priekšturētāja un pakalēja labirinta rievu sienīņu sašķiešanas attiecībā pret blīvējošajiem atspērgredzeniem. Tas kombinācijā ar paaugstinātajiem radiālajiem kompresora pakalējās vārpstas sitieniem, kas rodas sašķiešanās dēļ, noved līdz blīvējošo gredzenu un gredzen-

veida priekšturētāja, kā arī pakalējā labirinta rievu virsmu intensīvajam nodilumam. Tādējādi pēkšņais tās atteices raksturs var izskaidrot ar kompresora turbīnas vārpstas un pakalējās kompresora vārpstas savienojuma mezgla nepilnīgo blīvējumu konstrukciju. Turpmāk kardināli tika izmainīta kontaktgredzenveida blīvējuma konstrukcija.

Kompresora lāpstiņu iesitumu datu statistiskā analīze parādīja, ka Veibulla sadalījuma parametra novērtējums $a_s \approx 1$ (nebūtiski atšķiras no viena). Tas nozīmē, ka lāpstiņu bojājums ar iesitumiem nav atkarīgs no dzinēju nostrādes, bet saistīts ar gadījuma ārējo iedarbību (ar akmeņu un citu nepiederīgo priekšmetu trāpīšanu dzinēja gaisa traktā). Iesitumu rašanās novēršanai vajag uzlabot dzinēju ekspluatācijas apstākļus, tas ir rūpīgi sagatavot pacelšanās un nolaišanās joslas.

Kompresora lāpstiņu erozijas datu statistiskā apstrāde, pamatojoties uz Veibulla sadalījumu, parādīja, ka kompresora lāpstiņu erozijas nodilums ir pakāpeniskā atteice (Veibulla sadalījuma parametra novērtējums $a_s = 2,695$). Tas rezultāts pilnīgi atbilst abrazīvās erozijas fizikālajai būtībai: lāpstiņu abrazīvais erozijas nodilums aug dzinēju nostrādes palielinoties. Nostrādes sadalījums līdz dzinēju pirmstermiņa noņemšanai abrazīvā erozijas nodiluma dēļ pilnīgi atbilst Veibulla sadalījumam (aviodzinējs tiek noņemts no ekspluatācijas, kad erozijas nodiluma robežlīmenis tiek sasniegts kaut vienai lāpstiņai).

Dzinēju pirmstermiņa noņemšanu intensitātes līkne $\lambda(t)$ kompresora lāpstiņu erozijas dēļ (2. att., 1) liecina par to, ka aviodzinēju atteicu procents paātrināti pieaug nostrādes palielinoties. Lauks S_1 (sk. 2. att., 1) raksturo dzinēju pirmstermiņa noņemšanas nosacīto varbūtību erozijas lāpstiņu dēļ intervālā no $0,5T_r$ līdz $0,55T_r$, ja tie bez atteicēm nostrādāja starpremonta resursa T_r pusi.

Lauks S_2 raksturo dzinēju pirmstermiņa noņemšanas nosacīto varbūtību intervālā no T_r līdz $1,05T_r$, ja tie nostrādāja starpremonta resursu T_r . Kā ir redzami, lauks S_2 par 3 reizes lielāka nekā lauks S_1 , t.i., dzinēju nostrādes palielināšanas divreiz gadījumā, dzinēju pirmstermiņa noņemšanas varbūtība aug trīsreiz. Ja palielināt starpremonta resursu T_r par 30%, tad dzinēju pirmstermiņa noņemšanas varbūtība (lauks S_3) pārsniegs dzinēju pirmstermiņa noņemšanas varbūtību resursa T_r nostrādes gadījumā par 60% (resurss T_r ir palielināts par 30%, bet dzinēju pirmstermiņa noņemšanas varbūtība – par 60%). Līkne 2 (sk. 2. att.) raksturo dzinēju pirmstermiņa noņemšanu intensitāti visu atteicu cēloņu iedarbību gadījumā. Redzami, ka galveno ieguldījumu dzinēju drošuma pazemināšanā (īpaši lielajās nostrādēs) izdara kompresora lāpstiņu abrazīvais erozijas nodilums. Tas būtiski ierobežo dzinēja attīstību pēc resursa. Resursa palielināšanu var nodrošināt tikai ar kompresora lāpstiņu erozijas izturīgo pārklājumu palīdzību un ekspluatācijas noteikumu uzlabošanu (t.i., pacelšanas un nolaišanas joslu

pielietošana ar cietajiem pārklājumiem un aizsargfiltru izmantošana). Jāatzīmē, ka helikoptera gāzturbīnas dzinēja kompresora rotora un statora lāpstiņām bija izstrādātā erozijas izturīgā pārklājuma vakuuma jonu-plazmas uzsmidzināšanas tehnoloģija, kas ir ieviestā avioremontrūpnīcā [5]. Pārklājuma sastāvs ir titāna nitrīds.

Tomēr, kā būs parādīts tālāk, šiem aviodzinējiem ir starpremonta nostrādes palielināšanas dažas spējas. Ievērojot to apstākli, ka visi dzinēju pirmstermiņa noņemšanas pamatcēloņi, t.i., kompresora rotora un statora lāpstiņu abrazīvais erozijas nodilums un iesitumi, kā arī dzinēju otrā balsta kontaktgredzenveida blīvējuma nodilums pietiekami vieglo un savlaicīgi atklājas dzinēju tehniskās apkopes procesā, un neveido draudus helikopteru lidojumu drošībai. Tāpēc var atļaut dzinēju ekspluatāciju pēc tehnisko stāvokli, ja tie bez atteicu nostrādāja starpremonta resursu T_r . Lai novērtētu dzinēju ekspluatācijas pēc tehniskā stāvokļa spēju, ir nepieciešams noteikt šādu drošuma rādītāju kā vidējo dzinēju nostrādi līdz robežstāvoklim $M\{\tau\}$. Tā dod prognozi par to, kāda būtu bijuši vidējā dzinēju starpremonta nostrāde līdz noņemšanai no ekspluatācijas, ja tos būtu ekspluatējuši pēc tehniskā stāvokļa. Rādītājs $M\{\tau\}$ aprēķināts ar parametrisko metodi, pamatojoties uz Veibulla sadalījuma izmantošanu, un raksturo aviodzinēju tehnisko resursu. Vidējo nostrādi līdz robežstāvoklim noteic pēc formulas

$$M\{\tau\} = b^{\frac{1}{a}} \Gamma\left(1 + \frac{1}{a}\right), \quad (10)$$

kur

a, b – Veibulla sadalījuma parametri;

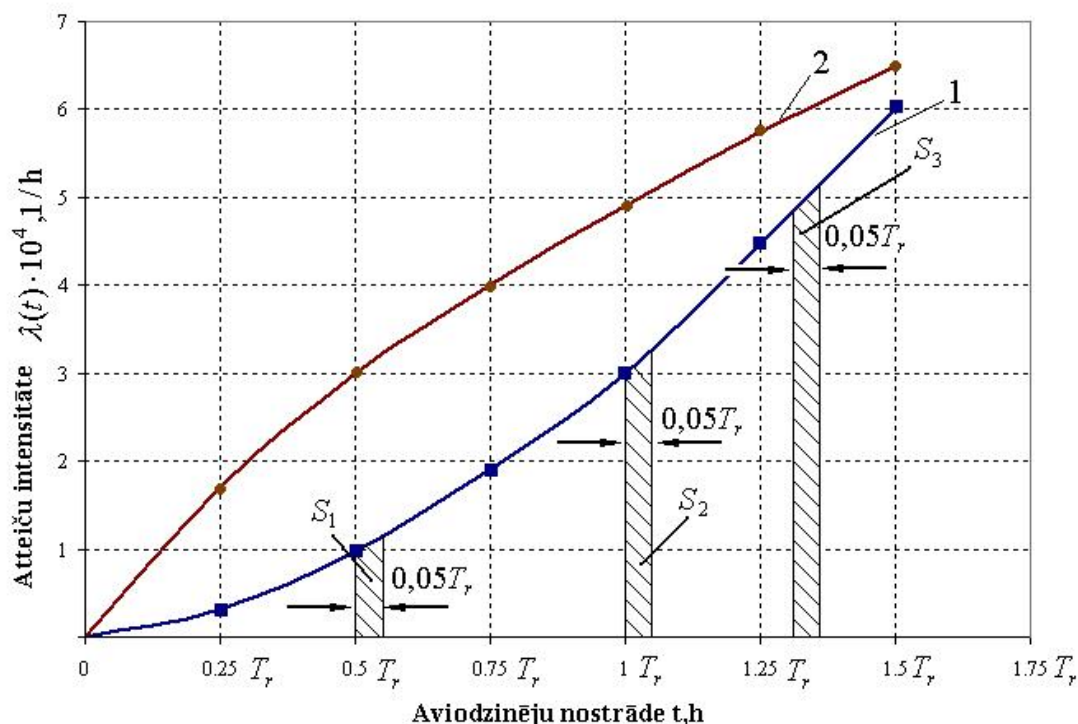
$\Gamma(p)$ – pilnā gamma-funkcija.

Aprēķinu rezultāti parādīja, ka vidējā helikoptera gāzturbīnas dzinēju nostrāde $M\{\tau\}$ līdz robežstāvoklim pārsniedz to dzinēju starpremonta resursu T_r gandrīz par 80%. Tas liecina par to, ka dzinēju ekspluatācija pēc tehniskā stāvokļa atļauj vidēji būtiski palielināt to starpremonta nostrādi.

Jāatzīmē, ka statistiskā helikoptera reduktora atbilstīgo detaļu defektācijas datu analīze parādīja, ka reduktora detaļu vairākam Veibulla sadalījuma parametra a_s novērtējums ir būtiski vairāk par vienu. No tā var secināt, ka šo detaļu bojājumi ir noteikti ar pakāpeniskajiem bojājumu iekrāšanos ekspluatācijas slodžu iedarbības rezultātā. Ar izslēgšanu ir pirmās reduktora pakāpes dzenams slīpzostrats (parametra novērtējums $a_s = 0,54$). Šajā zobratā radās šādus defektus, kā zobu izdrupšana un korozija. Parametra novērtējuma $a_s = 0,54$ liecina par to, ka šājai detaļai ir raksturīgi piestrādes perioda esamība ekspluatācijas apstākļos. Pārējo reduktora detaļu defektācijas datu statistiskās analīzes rezultāti liecina par to, ka reduktoru

ekspluatācijas procesā nav šo detaļu piestrādes perioda un tāpēc reduktoru piestrādes ilgums stenda izmēģināšanas procesā pēc remonta nevar ietekmēt detaļu bez atteices darbību. Ar izslēgšanu ir reduktora pirmās pakāpes dzenamais slīpzostrats, kuras apmainīšanas

gadījumā remonta procesā ir nepieciešams izmēģināt reduktorus pilnajā apjomā. Līdz ar to atteicu trūkums, kas ir saistīts ar piestrādes procesu, atļauj dot šādu rekomendāciju: samazināt reduktora stenda izmēģināšanas ilgumu pēc to remonta uz 40 minūtēm tajā gadīju-



2. att. Helikoptera gāzturbīnu dzinēju pirmstermiņa noņemšanas no ekspluatācijas intensitāte $\lambda(t)$ līknes:

1 – dzinēju pirmstermiņa noņemšanas intensitāte kompresora lāpstiņu abrazīvā erozijas nodiluma dēļ;

2 – dzinēju pirmstermiņa noņemšanas intensitāte visu atteicu cēloņu kopējas iedarbības gadījumā;

T_r – starpremonta resurss

Fig. 2. Curves of intensity $\lambda(t)$ of untimely removal from operation for helicopter gas-turbine engines:

1 – intensity of engine untimely removal from operation on account of abrasive erosive wear of compressor blades;

2 – intensity of engine untimely removal from operation in case of joint action of all causes of engine untimely removal from operation;

T_r - overhaul period

mā, ja reduktora remonta procesā pirmās pakāpes dzenamais slīpzostrats nebija apmainīts.

Tādējādi aviodzinēju un citu aviotehnikas agregātu statistiskā analīze šķirti pēc katra atteices cēloņa atļauj noteikt atteicu raksturu (atteices, kas ir saistīti ar piestrādes procesu, pēkšņās vai pakāpeniskās atteices) un pamatojoties uz to izstrādāt attiecīgie konstruktīvie un tehnoloģiskie pasākumi, lai paaugstinātu izstrādājumu drošumu un ilgizturību.

ности авиадвигателей. – Рига: РКИИ ГА, 1983, – 80 с.

3. Болдырев Ю.М., Кордонский Х.Б., Кузнецов А.Я. Распределение наработок авиадвигателей до от- каза. Авиационная промышленность.- №. 11 (1980), с. 48 - 52.

4. Крамер Г. Математические методы статистики. – Москва: Мир, 1975, – 648 с.

5. Скажутин Ю.А. Вакуумные методы создания покрытий и восстановление деталей авиационной техники. – Рига: РКИИ ГА, 1990, – 98 с.

Literatūra

1. Герцбах И.Б., Кордонский Х.Б. Модели отказов.- Москва: Советское радио, 1966, - 166 с.
2. А.Я. Кузнецов. Статистический анализ надеж-

Yuri Boldyrev, Docent, Dr. Sc. Eng.

Date and place of birth: 1936, Rostov on Don, Russia.

Educational background: 1959 – Engineer degree in aircraft engine engineering, Kharkov Aviation Institute, Aircraft

Engine Faculty, Ukraine; 1966 – 1968, Riga Civil Aviation Engineering Institute, postgraduate study; 1975 – Kandidat degree in aircraft engine engineering, Riga Civil Aviation Engineering Institute, Mechanical Faculty, Latvia; 1980 – Docent of Mechanical Faculty of Riga Civil Aviation Engineering Institute; 1992 - Doctor degree in engineering, Riga Aviation University, Mechanical Faculty.

Work experience: 1959 – 1965, Senior Engineer of Aircraft Engine Repair Shop of Rostov on Don Civil Aviation Repair Plant Nr. 412, Russia; 1969 – 1970, Senior Engineer of Scientific Research Department of Riga Civil Aviation Engineering Institute, Latvia; 1970 – 1992, teacher (lecturer, docent) of Mechanical Faculty of Riga Civil Aviation Engineering Institute, Latvia; 1992 – 1999, docent of Mechanical Faculty of Riga Aviation University, Latvia; 1999 – 2009, docent of Institute of Transport Machine Technology of Riga Technical University, Latvia.

Professional interests: Statistical Analysis of Aircraft Engine Reliability; Aircraft Engine Bench Test Programs; Repair of Aircrafts, Engines and others Vehicles.

Publication: Author of 58 scientific papers and reports.

Boldyrev Y. Statistical analysis of aircraft engines failures causes

The method of statistical analysis of data about aircraft engines operating times to removal from operation separately on each cause of failure is considered in this article. Such analysis allows to determinate the character of each failure. Initial (infant) failures, random (sudden) failures and degradation (deterioration) failures distinguish on character. The infant failures arise in initial period of engine operation and their intensity decreases in case of engine operating time increase. Random failures arise as a result of random external action (for example, in case of overloads), their intensity not depends from operating time. Intensity of degradation failures increases with increase of engine operating time. Character of failure is determined by means of Weibull distribution parameter a_s .

Estimation of Weibull distribution parameters is made by means of maximum likelihood method. If parameter $a_s \approx 1$, that failure is random and in order to this failure remove, it is necessary to increase engine structural strength and to improve their service conditions. If parameter estimation $a_s \ll 1$, that this failure is infant and in order to such failure to prevent, it is necessary to increase efficiency of engine production, repair and assembly processes inspection. If parameter estimation $a_s \gg 1$, that this failure has degradation character and in order to such failure to prevent, it is necessary increase fatigue strength, erosion resistance and others properties of engine parts.

Болдырев Ю. М. Статистический анализ причин отказов авиадвигателей

В статье рассматривается методика статистического анализа данных о наработках авиадвигателей до снятия с эксплуатации отдельно по каждой причине отказа. Такой анализ позволяет определить характер каждого отказа. По характеру различают приработочные, внезапные и постепенные отказы. Приработочные отказы возникают в начальный период эксплуатации и их интенсивность уменьшается с увеличением наработки двигателей. Внезапные отказы возникают в результате случайного внешнего воздействия (например, при перегрузках), их интенсивность не зависит от наработки. Интенсивность постепенных отказов возрастает с увеличением наработки двигателей. Характер отказа выявляется с помощью параметра a_s распределения Вейбулла. Для оценки параметров распределения Вейбулла применяется метод максимального правдоподобия. Если параметр $a_s \approx 1$, то отказ является внезапным и для его устранения необходимо повышение прочности конструкции, улучшение условий эксплуатации двигателей. Если оценка параметра $a_s \ll 1$, то отказ является приработочным. Его предотвращение производится путем повышения эффективности контроля процессов производства, ремонта и сборки. Если оценка параметра $a_s \gg 1$, то отказ имеет постепенный характер и для его предотвращения применяют конструктивные и технологические мероприятия, повышающие усталостную прочность, эрозионную стойкость и другие свойства деталей и узлов.